



# Science et Systèmes Spatiaux

Propulsion et contrôle d'attitude

Cours 4 – 14 Novembre 2017

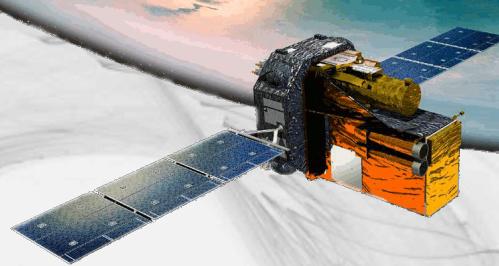
Hubert Halloin

# Éléments d'un système spatial



- ❖ Un satellite est un système autonome devant fonctionner dans un environnement hostile
- ❖ On distingue :
  - ❖ Plateforme : ensemble des systèmes nécessaires au fonctionnement du satellite en orbite, récurrent d'un satellite à un autre
  - ❖ Charge utile : système spécifique, lié à la mission attribuée au satellite (instrument scientifique, télécom, radar, etc.).
- ❖ Fonctions de la plateforme :
  - ❖ Energie (électrique) → panneaux solaires, RTG, batteries, etc.
  - ❖ Transmissions (sol) → système de télécommunications (bord et sol)
  - ❖ Guidage / pilotage → capteurs de positionnement et actuateurs
  - ❖ Contrôle thermique → régulation passive / active
  - ❖ Gestion bord / intelligence embarquée → ordinateur et algorithme
- ❖ La fiabilité est un point critique !

# Propulsion du satellite



- ❖ Les satellites ont souvent besoin d'une certaine capacité de propulsion :
  - ❖ Mise à poste finale à partir de l'orbite finale au lancement
  - ❖ Contrôle de l'orbite et positionnement du satellite (p.ex. pour les géostationnaires)
  - ❖ Contrôle d'attitude (c.à.d l'orientation du satellite)
- ❖ Différents types de propulsion
  - ❖ Gaz froids, mono- et bi-carburants, poudre
  - ❖ Électrique, colloïdaux
  - ❖ Voiles

# Principe de la tuyère

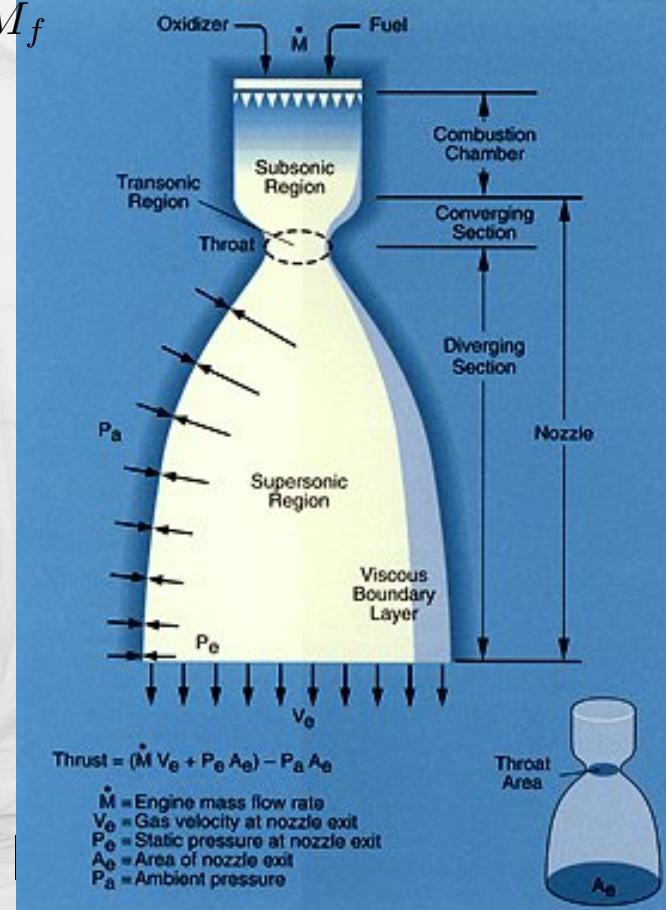


- ❖ **Equation de Tsiolkovski :**  $\Delta V = V_e \ln \frac{M_i}{M_f} = g_0 I_{sp} \ln \frac{M_i}{M_f}$
- ❖ **Quelle est l'utilité d'une tuyère ?**
- ❖ Si on considère un gaz parfait et un processus adiabatique :

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma RT_c}{(\gamma - 1)M} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]}$$

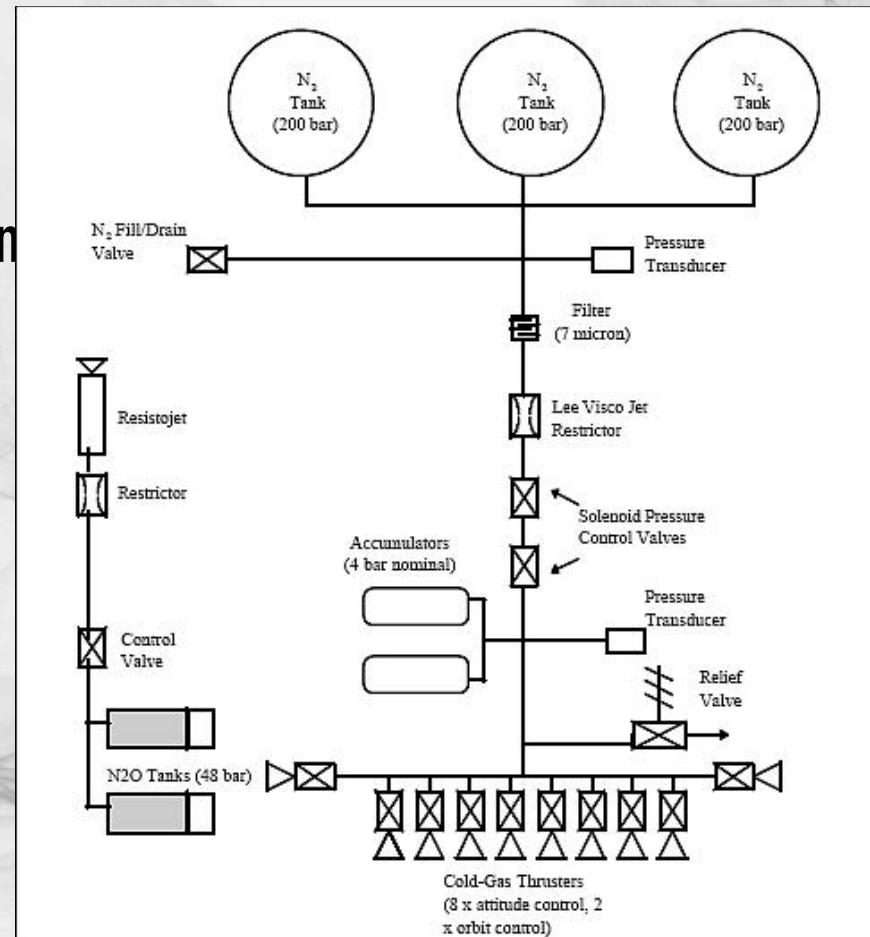
avec :

- ❖  $T_c$ ,  $p_c$  : température et pression dans la chambre
- ❖  $p_e$  : pression en sortie de tuyère
- ❖  $M$  : poids moléculaire
- ❖  $\gamma$  : Coefficient adiabatique
- ❖  $R$  : constante des gaz parfaits
- ❖ Augmenter « l'efficacité » du moteur revient donc à :
  - ❖ Augmenter  $p_c$  (pression interne) / diminuer  $p_e$  (forme de)
  - ❖ Augmenter la température du gaz ( $T_c$ )
  - ❖ Choisir une faible masse molaire



# Gaz froids

- ❖ Détente d'un gaz inerte (azote, argon, propane, etc) dans la tuyère.
- ❖ Poussée faible (typ. 10 mN max, Isp ~50s) mais :
  - ❖ Facile à mettre en œuvre, sûr et fiable
  - ❖ Température faible
  - ❖ Contrôle fin de la poussée, peu de bruit (<μN)
- ❖ Adapté pour l'orientation fine, pas vraiment pour la propulsion ...

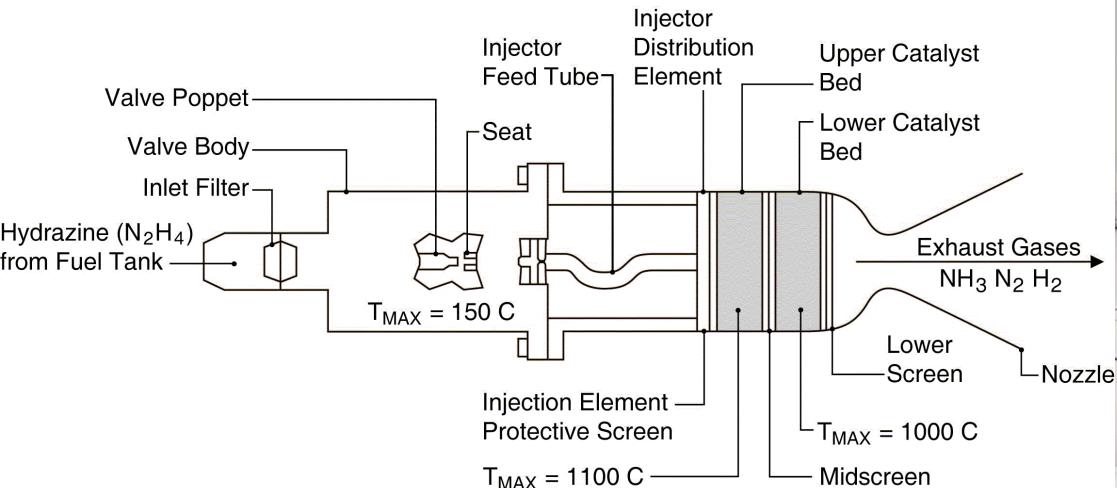


# Hydrazine

- ❖ L'hydrazine ( $N_2H_4$ ) se décompose spontanément
  - ❖ Réaction catalytique ou thermique
  - ❖ Très exothermique
  - ❖ Poussée ~10N, Isp ~ 250 s
  - ❖ Point de congélation ~275K en conditions de stockage standard
- ❖ Utilisé pour le maintien à poste de satellites géostationnaire, p. ex.

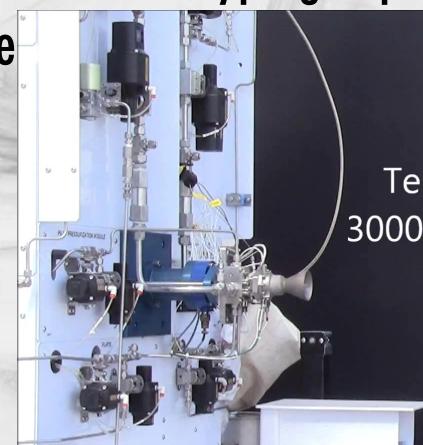
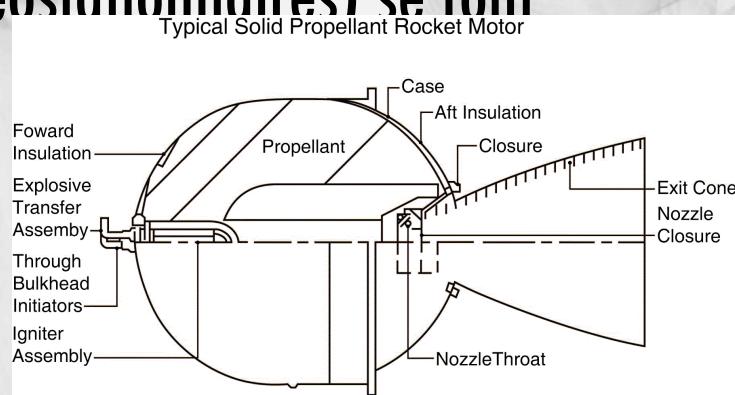


Typical Hydrazine ( $N_2H_4$ ) Rocket Engine



# Moteurs d'apogée

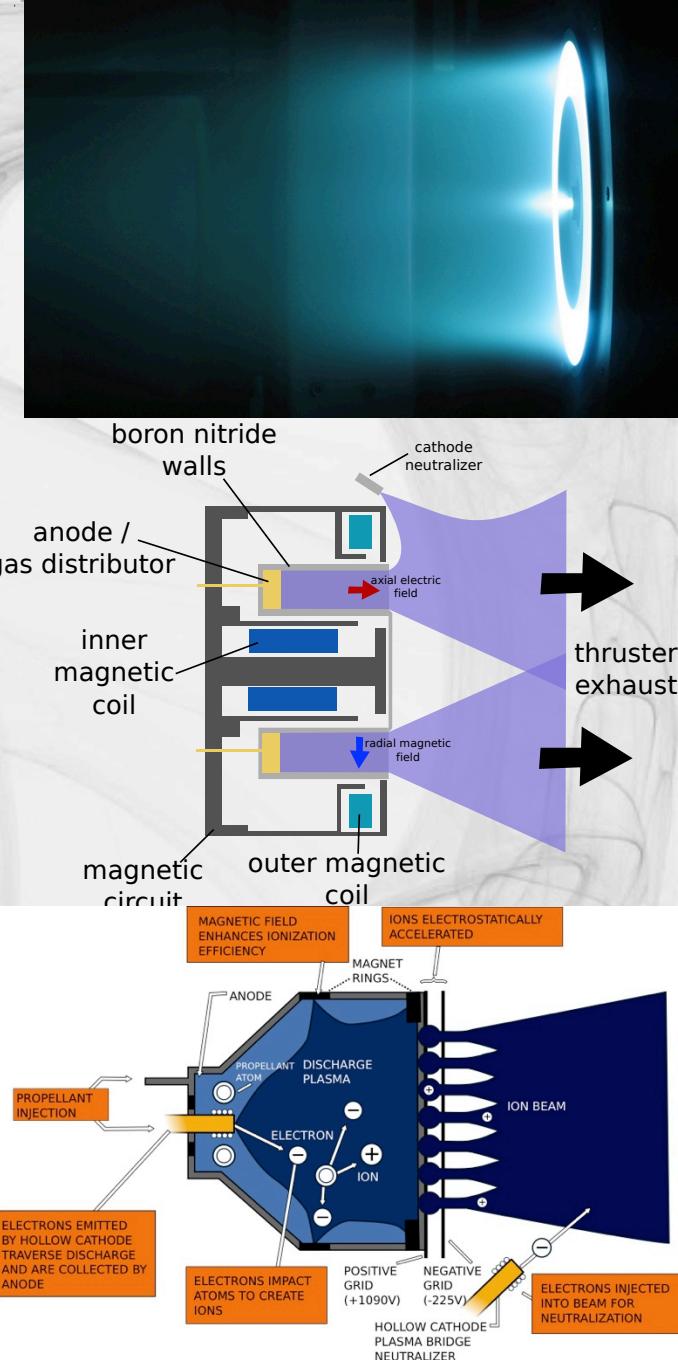
- ❖ Les lancements de satellites (notamment géostationnaires) se font souvent via une orbite de transfert:
  - ❖ Périgée à quelques 100's de km
  - ❖ Apogée à l'altitude souhaitée (36 000 km pour un géostationnaire)
  - ❖ Parfois aussi correction d'inclinaison
- ❖ La remontée du périgée nécessite une poussée à l'apogée
  - ❖ → besoin d'un moteur d'apogée puissant (grand  $\Delta V$ )
- ❖ Moteurs bi-carburant MMH (MonoMéthylHydrazine) +  $N_2O_4$ 
  - ❖ Réaction exothermique spontanée → carburant hypergolique
  - ❖ Poussée ajustable ( $>300s$ ), rallumable
  - ❖ système complexe
- ❖ Moteurs à propergol solide
  - ❖ Poussée unique ( $>300s$ )
  - ❖ Relativement simple



MACH DIAMOND  
Propulsion Testing  
Test 4  
3000 msec

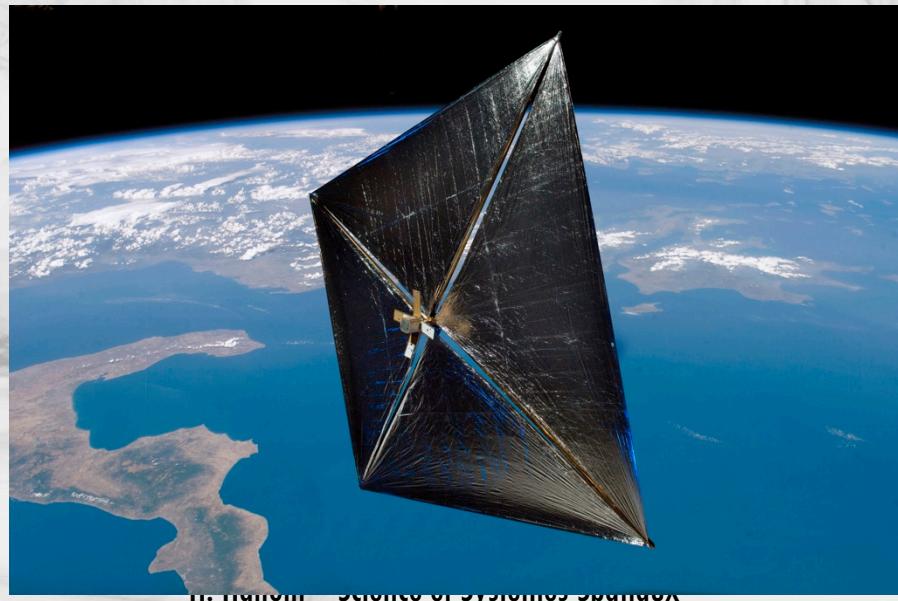
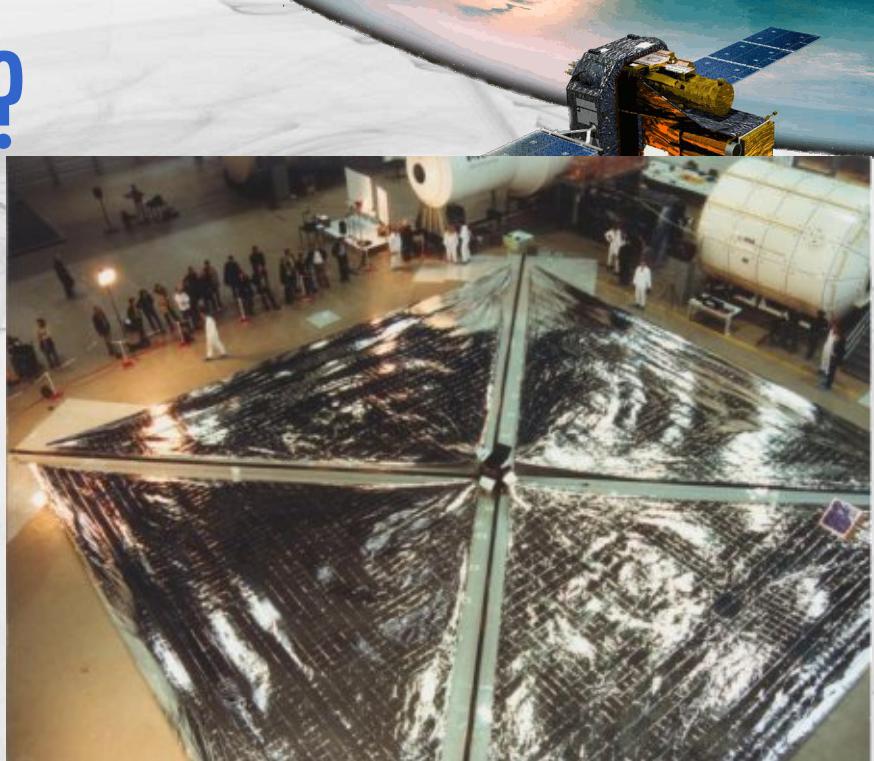
# Propulsion électrique

- ❖ L'énergie utilisé est électrique : solaire ou nucléaire
- ❖ Très bon rendement, toujours disponible
- ❖ De plus en plus répandu depuis les années 2000
- ❖ Caractéristiques
  - ❖ Grand  $I_{sp}$ , faible accélération => excellent rendement pour les manœuvres longues (remontée lente du périgée, sondes interplanétaires p.ex.)
- ❖ Variantes :
  - ❖ Electrothermique (resistojet / arcjet) : un gaz (hydrazine p.ex.) est chauffé électriquement ou soumis à un arc électrique.  $I_{sp} \sim 500s$ ,  $P \sim 100$  mN, 1 kW
  - ❖ Electrostatique : accélération d'ions ou de gouttelettes chargées
    - ❖ RIT, FEEP, colloïdaux, Hall, ...



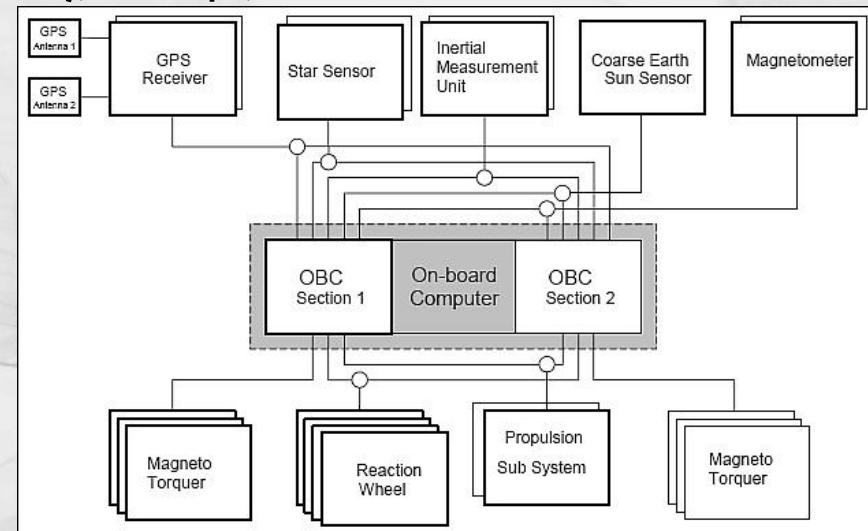
# Voile solaire ?

- ❖ Idée : utiliser la pression de radiation solaire
  - ❖ Au niveau de la Terre :  $\sim 9 \text{ } \mu\text{N/m}^2$  ...
- ❖ Toujours en phase de développement
  - ❖ Aide au contrôle d'attitude
  - ❖ Voyages interplanétaires
  - ❖ Désorbitation de petits satellites en LEO.
- ❖ Difficultés technologiques :
  - ❖ Matériaux fins (poids !) et très réfléchissants
  - ❖ Mécanisme de déploiement fiable, léger pour de grandes surfaces



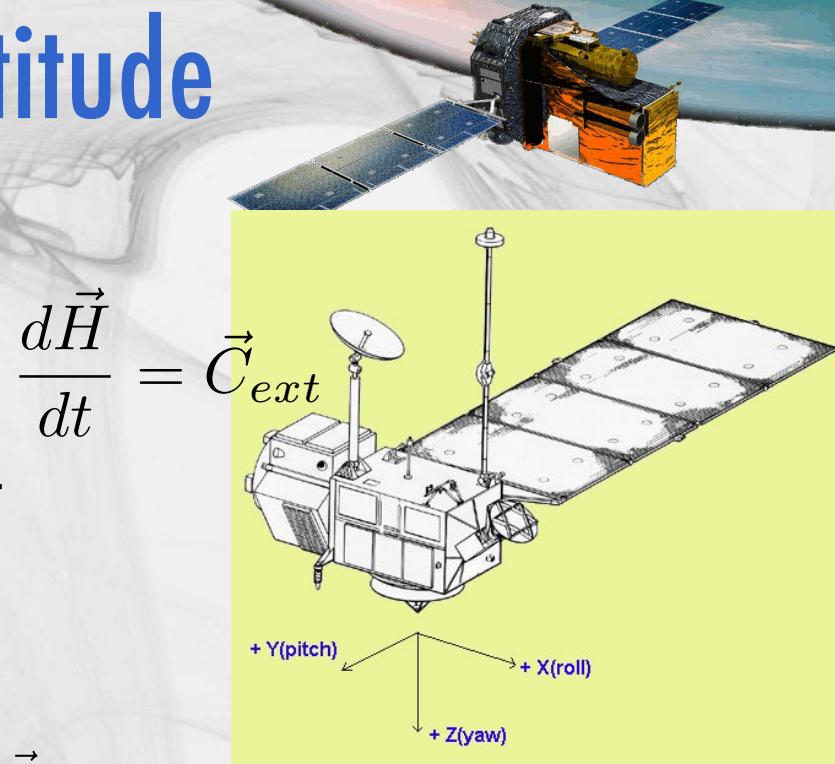
# Contrôle d'attitude

- ❖ L'attitude d'un satellite correspond à son orientation dans un référentiel galiléen (p.ex. par rapport aux étoiles)
- ❖ Il est souvent nécessaire de contrôler 1, 2 ou 3 axes de rotation:
  - ❖ Observation de la Terre, télécommunication, pointage solaire (panneaux), télescope, etc.
- ❖ En l'absence de couples extérieurs, le satellite garde un orientation fixe / étoiles
  - ❖ Le contrôle de l'attitude du satellite se fait en modifiant, stockant, restituant son moment angulaire
- ❖ Les perturbations d'attitude sont nombreuses :
  - ❖ Externes : Forces aérodynamique, couplages magnétiques, gradient de gravité, pression solaire, erreurs de poussée, découplage du lanceur, ...
  - ❖ Internes : mécanismes, mouvement des propergols, mouvement des astronautes (station ...), structures flexibles et déployables (antenne p. ex.)



# Inertie et contrôle d'attitude

- ❖ L'application d'un couple extérieur modifie le moment cinétique total
  - ❖  $H$  ne peut pas être modifié par un couple interne  
→ il faut prévoir des actions 'externes' pour contrer l'accumulation des perturbations externes
- ❖ On exprime la variation du moment angulaire dans un référentiel lié au satellite, et suivant les axes principaux d'inertie
  - ❖ Référentiel centré sur le centre de gravité
  - ❖ On suppose aussi que la matrice d'inertie est constante dans ce référentiel
  - ❖ Une perturbation sur un axe peut donc entraîner un mouvement sur un autre axe, si le satellite est déjà en rotation



$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{C}_{ext}$$

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = [I]\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \wedge [I]\vec{\omega} = \vec{C}_{ext}$$

$$[I] = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

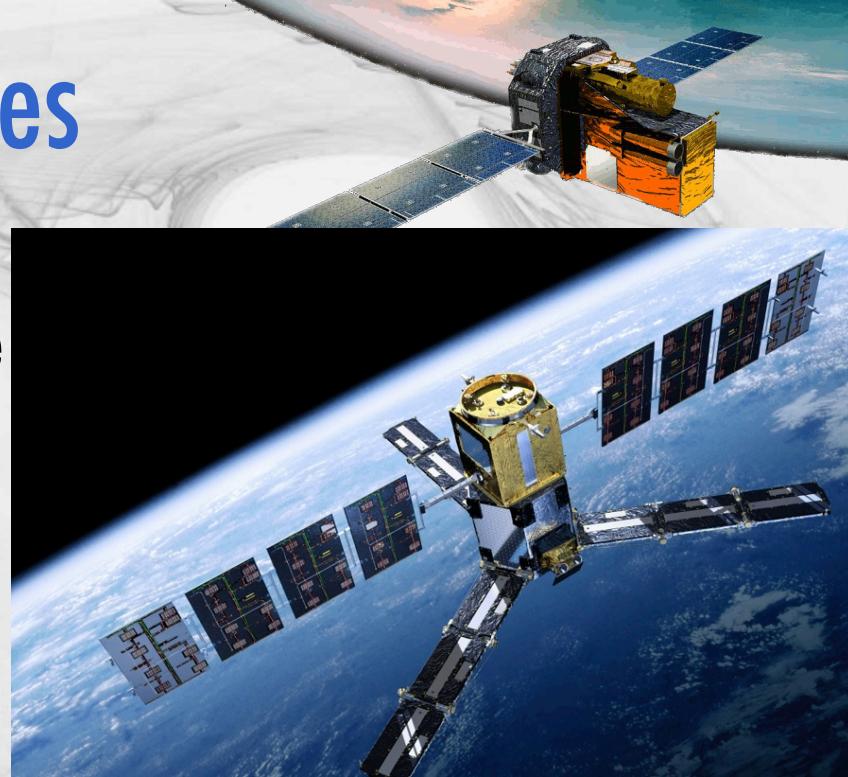
$$\begin{cases} I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z = C_{ext,x} \\ I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x = C_{ext,y} \\ I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y = C_{ext,z} \end{cases}$$

# Stabilisation 3 axes

- ❖ Beaucoup de satellites ont des exigences de pointage impliquant une orientation (quasi)statique
  - ❖ Typiquement : antenne vers la Terre + panneaux solaires vers le Soleil
  - ❖ → satellite stabilisés sur 3 axes
- ❖ Si les vitesses angulaires sont faibles (pas de couplage), on peut agir sur les 3 axes principaux indépendamment :

$$I_{xx}\dot{\omega}_x = C_{ext,x} , \quad I_{yy}\dot{\omega}_y = C_{ext,y} , \quad I_{zz}\dot{\omega}_z = C_{ext,z}$$

- ❖ Il faut cependant aussi contrôler les modes de flexion du satellite (panneaux solaires en particulier)



# Satellites spinnés

- ❖ La mise en rotation rapide du satellite autour d'un de ses axes principaux d'inertie permet d'utiliser l'effet gyroscopique
  - ❖ On suppose que l'axe en rotation est z ( $\omega_z = S$ ) et  $I_{xx} = I_{yy}$  (symétrie axiale p. ex.):

$$I_{xx}\dot{\omega}_x + S\omega_y(I_{zz} - I_{yy}) = C_{ext,x}$$

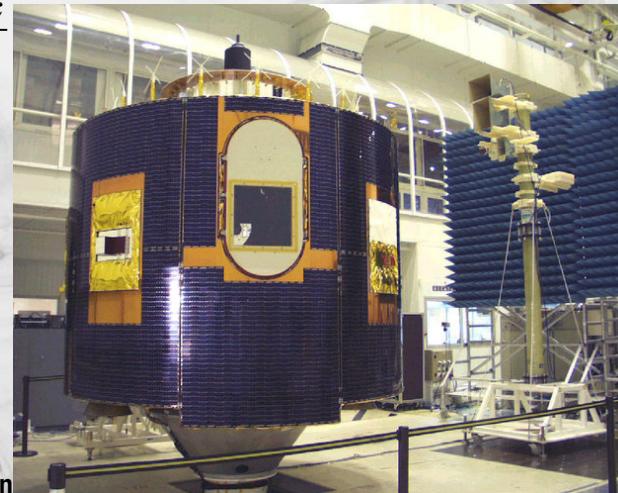
$$I_{xx}\dot{\omega}_y - S\omega_x(I_{zz} - I_{xx}) = C_{ext,y}$$

- ❖ Dans un référentiel non tournant (mais de même axe z) :

$$I_{xx}\dot{\Omega}_x + S\Omega_y I_{zz} = C_{ext,x} \quad I_{xx}\dot{\Omega}_x \ll S\Omega_y I_{zz} \Rightarrow \Omega_x = -\frac{C_{ext,y}}{I_{zz}S}$$

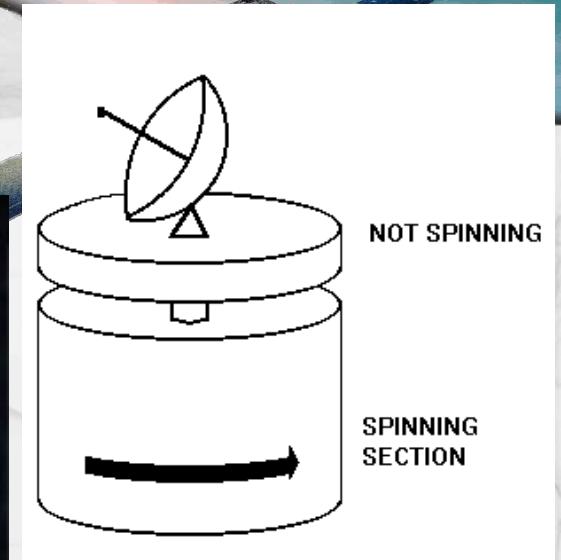
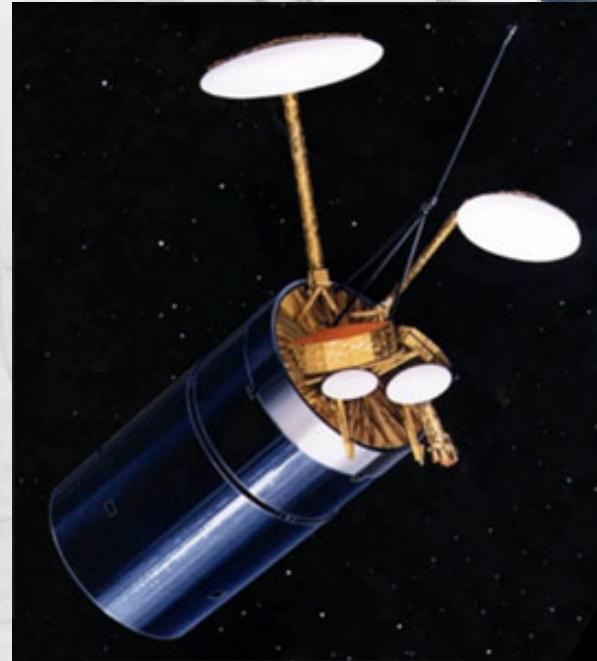
$$I_{xx}\dot{\Omega}_y - S\Omega_x I_{zz} = C_{ext,y} \quad I_{zz}\dot{S} = C_{ext,z} \quad I_{yy}\dot{\Omega}_y \ll S\Omega_y I_{zz} \Rightarrow \Omega_y = -\frac{C_{ext,x}}{I_{zz}S}$$

- ❖ Il faut donc un couple constant pour effectuer une rotation sur un axe transverse
- ❖ Stabilisation autour de l'axe de rotation
  - ❖ il faut cependant amortir les perturbations en nutation
- ❖ Beaucoup utilisé dans les premiers satellite pour assurer une direction de pointage fixe et la stabilité de l'axe de poussée



# Satellites hybrides

- ❖ 1 partie fixe + 1 partie mobile
- ❖ Permet de garantir une direction de pointage fixe pour les instruments et antennes
- ❖ Moment cinétique embarquée
- ❖ Roue à inertie



# Générateurs de couple

- ❖ On distingue les générateurs externes / internes
  - ❖ Externes : change le moment cinétique global du satellite
  - ❖ Internes : change la répartition de moment cinétique entre les différentes parties du satellite
- ❖ Des actuateurs externes sont nécessaires pour contrer la dérive de moment cinétique lié aux perturbations externes

- ❖ Propulseurs (déjà vus ...)
- ❖ Perturbations: l'axe de poussée (**changement d'orbite**) ne passe pas exactement par le centre de gravité
  - ❖ Cette effet peut être compensé par un contrôle de la direction (orientation de la tuyère), des poussées transversales ou une rotation du satellite
- ❖ Contrôle d'attitude : groupes de propulseurs à faible poussée
  - ❖ Durée de vie limitée par la réserve de carburant (sauf prop. électriques)



# Magnéto-coupleurs

- ❖ Si le satellite possède un moment magnétique, un couple est créé par couplage avec le champ magnétique terrestre

$$\vec{C} = \vec{m} \wedge \vec{B}$$

- ❖ Le champ magnétique interne peut être généré par les composants électroniques du satellite → perturbation
- ❖ Des magnéto-coupleurs (i.e. bobines) permettent de contrôler le champ magnétique interne et donc le couple

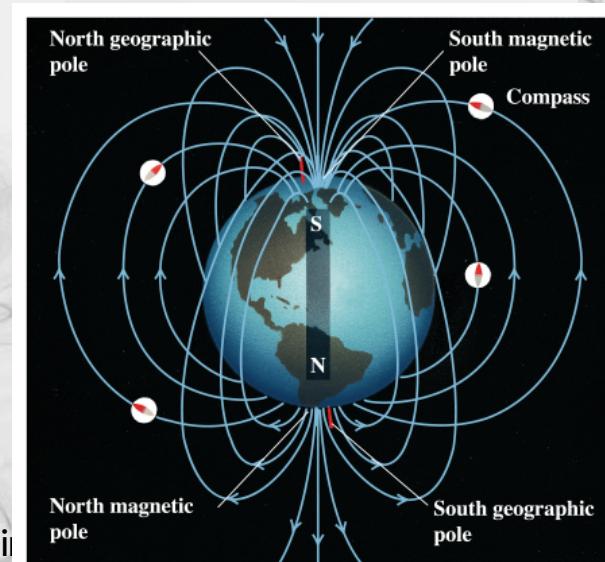
- ❖ Dépend de la latitude et de l'altitude
- ❖ Utilisable jusqu'à l'altitude géostationnaire
- ❖ Aucun couple dans la direction de  $\vec{B}$  → une rotation non contrainte pour un satellite en orbite équatoriale



[KAU Magnetic Torquer I - Coil type]



[KAU Magnetic Torquer II - Rod type]

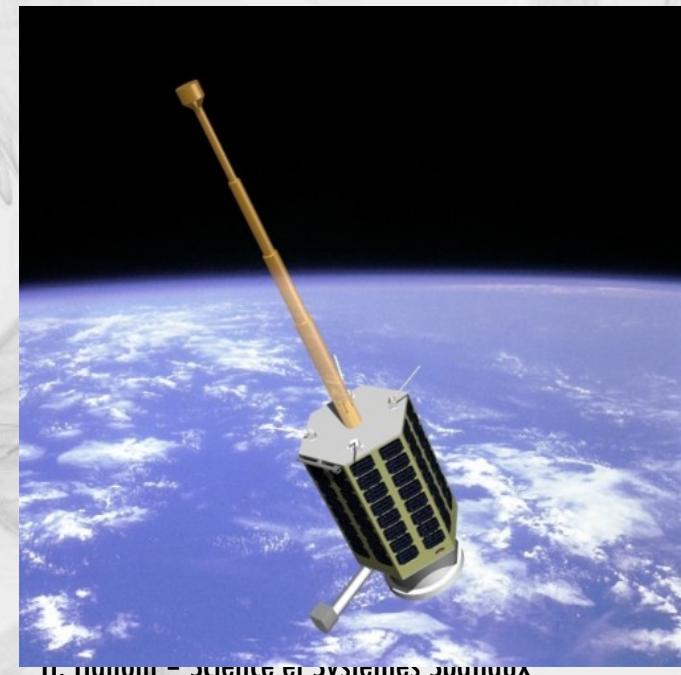
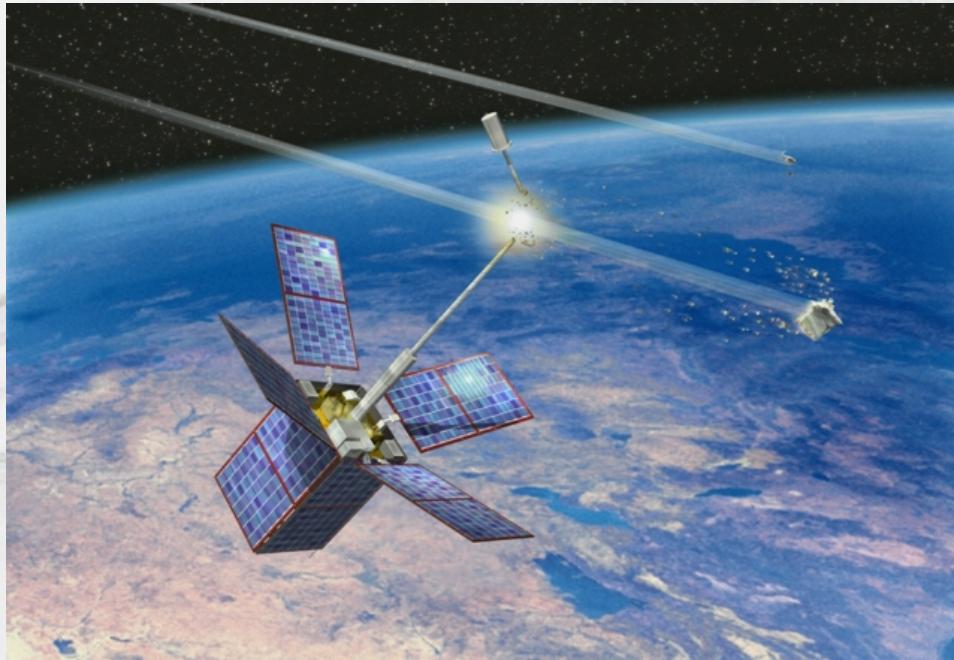
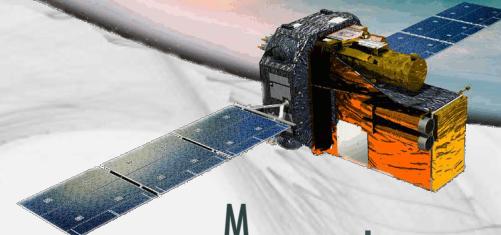


# Couple de gradient de gravité

- ❖ Le gradient de gravité induit un couple

$$C = \mu \frac{l^2 M}{r^3} \sin 2\theta$$

- ❖ Ce couple est faible, sauf si la masse est concentrée sur un long axe
- ❖ Peut être utilisé pour une stabilisation passive vers le centre Terre



# Autres couples externes



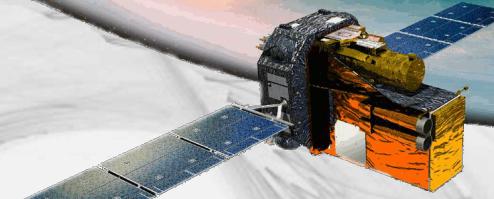
- ❖ **Couple aérodynamique**
  - ❖ Dépend de l'altitude, de la géométrie du satellite et de la position du centre de gravité
  - ❖ Négligeable au-dessus de  $\sim 700$  km
- ❖ **Pression de radiation solaire**
  - ❖ Lié aux impacts des photons sur le satellite
  - ❖ Dépend de la surface exposée et de la position du centre de gravité
  - ❖ En théorie, ces couples peuvent être exploités pour 'désaturer' des roues à inertie
  - ❖ En pratique, soit ils sont négligeables, soit la géométrie est conçue pour annuler ces couples

# Couples internes

- ❖ **Mouvements du centre de gravité**
  - ❖ Consommation de carburant dans les réservoirs
  - ❖ Déploiement des panneaux solaires, des antennes de télécommunication
  - ❖ Mouvement des astronautes ...
- ❖ **Roues à réactions / roues à inertie**
  - ❖ Roues à inertie : un volant tournant à grande vitesse (5 000 à 10 000 tour/minute) stocke ou restitue du moment cinétique → il faut les désaturer régulièrement avec un couple extérieur
  - ❖ Roues à réaction : accélération et décélération brutales, ou changement brutal de la direction du moment cinétique → couple gyroscopique



# Restitution d'attitude

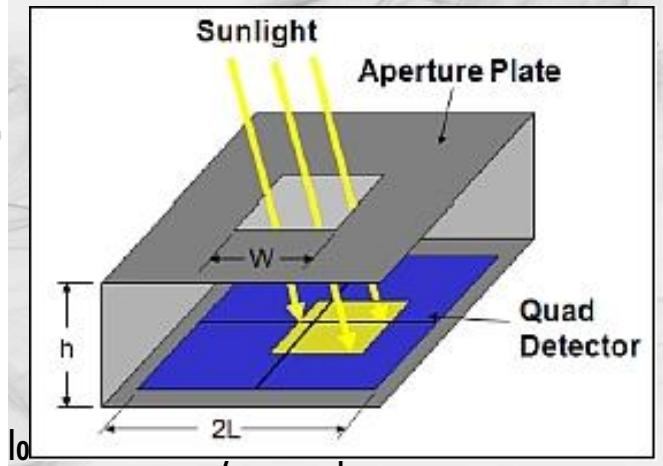
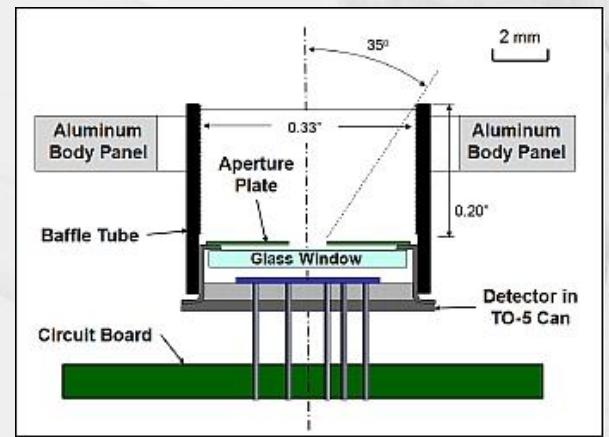
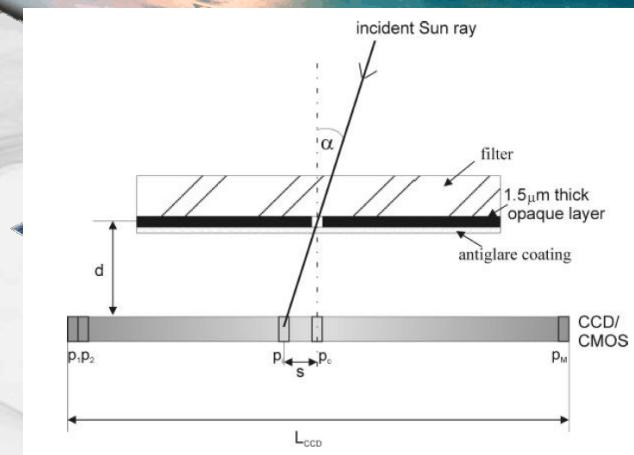
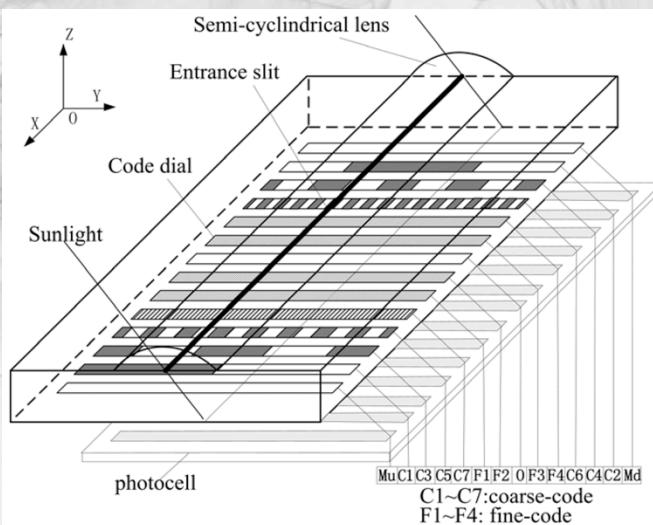


- ❖ La restitution d'attitude consiste à mesurer l'orientation du satellite dans l'espace
  - ❖ Evidemment nécessaire au système de contrôle d'attitude ...
- ❖ On peut distinguer 2 types de capteurs
  - ❖ Inertiels : mesurent les accélérations (accéléromètre, gyromètres/gyroscopes), toujours disponibles mais la reconstitution de l'attitude est sujette à des dérives +/- lentes
  - ❖ 'Absolus' : mesurent la direction d'une référence externe (Soleil, étoile, Terre, ...), ne sont pas utilisables tout le temps (éclipses p.ex.)
  - ❖ Un combinaison des 2 est souvent nécessaire
- ❖ Une détermination complète de l'attitude nécessite 3 angles :
  - ❖ 2 directions distinctes (p.ex : Soleil + Terre, 2 étoiles, etc.)
- ❖ Le choix des capteurs dépend de la mission et de la précision de pointage recherchée

# Exemples de capteurs

## Senseurs solaires

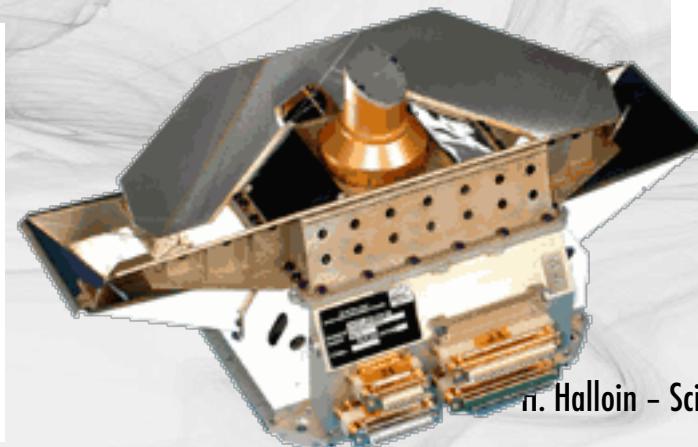
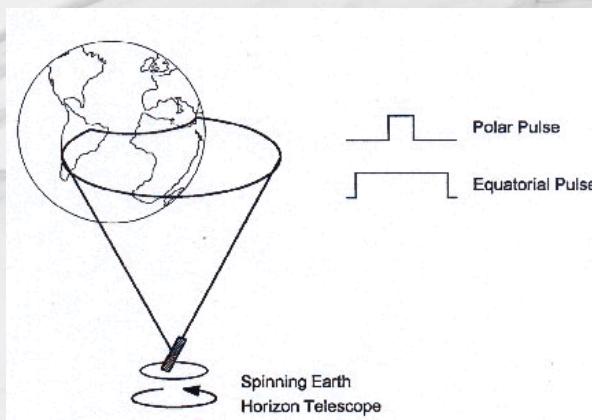
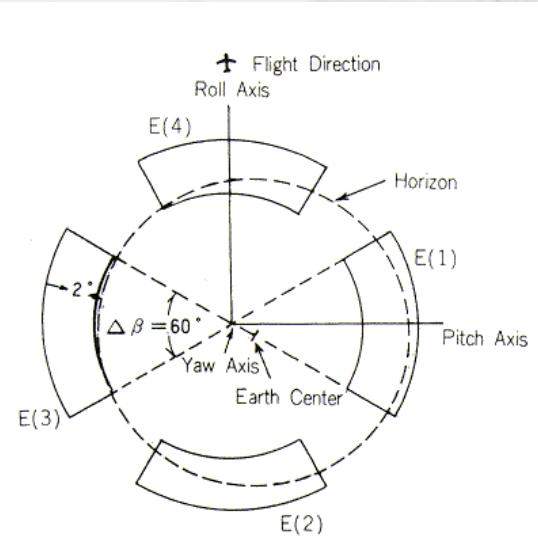
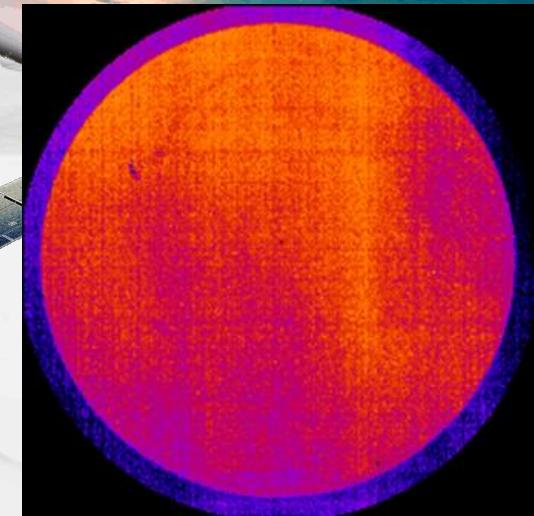
- ❖ Le soleil est un disque de 30 arcmin, le seul objet aussi brillant du ciel ...
- ❖ Inutilisables en éclipse ...
- ❖ Crucial pour l'orientation des panneaux solaires → des capteurs grossiers et fiables sont nécessaires
- ❖ Plusieurs technologies disponibles, +/- précises et robustes
- ❖ Satellite stabilisé 3 axes : il faut mesurer la direction (2 angles) par rapport au satellite → capteur optique mesurant la position de l'image du soleil
- ❖ Satellite spinné : connaissant la vitesse de rotation, une mesure de temps entre 2 passages dans un plan fixe/satellite peut suffire → une simple détection binaire (soleil / pas de soleil...) suffit
- ❖ Précision typique : 1 arcmin → 10 ° ...
- ❖ Exemples :



# Exemples de capteurs

## Senseur de Terre

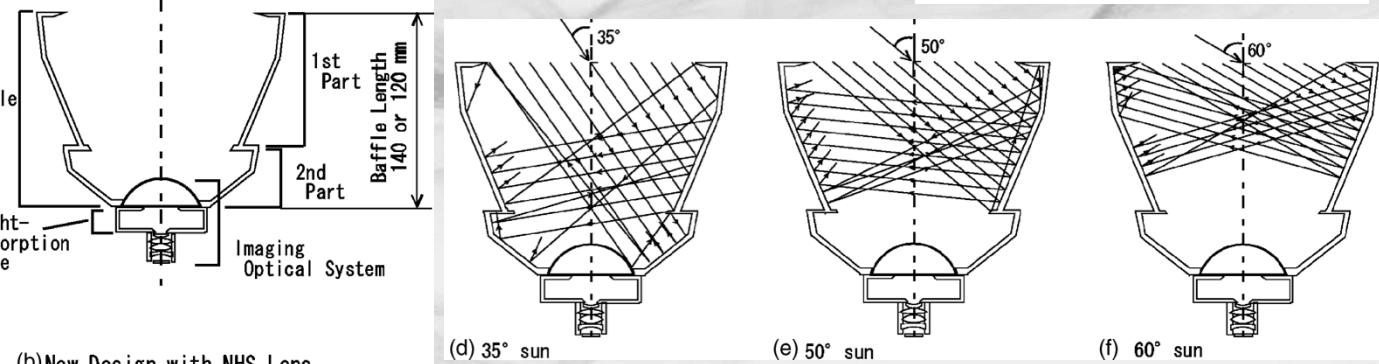
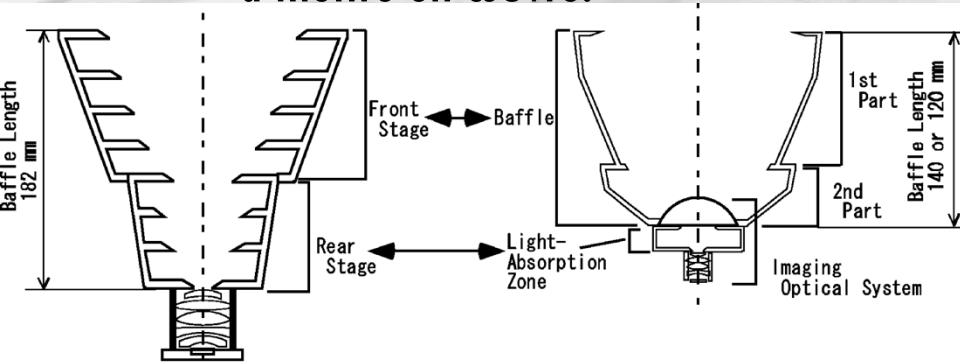
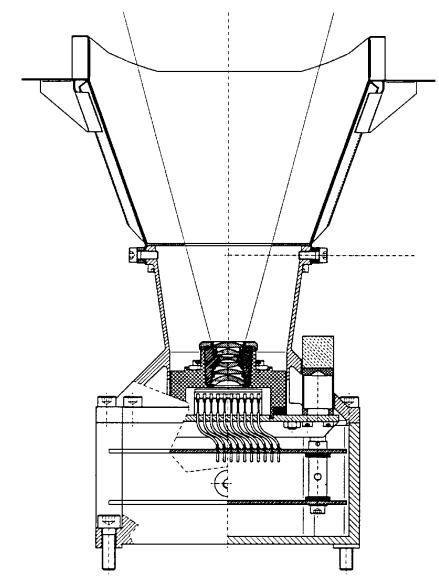
- ❖ Taille angulaire de la Terre à une altitude  $h$  :  $\theta_{Terre} = 2 \arcsin \frac{R_{Terre}}{R_{Terre} + h}$
- ❖  $h=500 \text{ km} \rightarrow 135^\circ$  ;  $h=36\,000 \text{ km} \rightarrow 17,5^\circ \dots$
- ❖ On ne détecte pas la présence de la Terre (...) mais la position de l'horizon  $\rightarrow$  on en déduit ensuite la direction du nadir (satellite  $\rightarrow$  centre Terre)
  - ❖ Détection du contraste entre le fond de ciel et la Terre.
- ❖ La détection se fait à  $\lambda \approx 15\mu\text{m}$  (absorption du  $\text{CO}_2$ )
  - ❖ Peu de variation de luminosité de la Terre (/lumière visible)
  - ❖ Transition franche au limbe (l'atmosphère rayonne beaucoup plus que le fond de ciel)
  - ❖ La Terre est (de loin) le corps émettant le plus à cette longueur d'onde
- ❖ Difficile de détecter des photons à  $15 \mu\text{m}$ , utilisation de bolomètres (faible réactivité) ...
- ❖ Mesure des variations de roulis et tangage (pas en lacet), précision : arcmin  $\rightarrow 10$  degrés



# Exemples de capteurs

## ❖ Senseurs stellaires

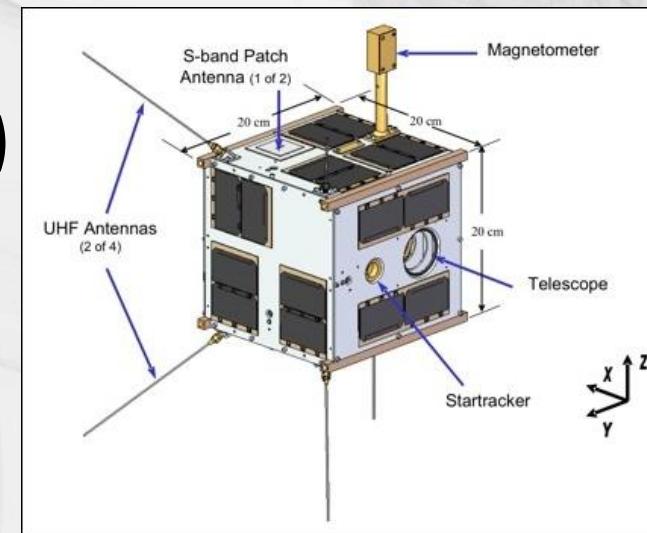
- ❖ Les capteurs les plus précis (arcsecondes ou mieux)
- ❖ Les senseurs stellaires sont constitués
  - ❖ D'un dispositif optique (baffles, lentilles, etc)
  - ❖ D'un capteur CCD / CMOS
  - ❖ D'un algorithme de comparaison par rapport à un catalogue d'étoiles
- ❖ Les éléments les plus complexes sont le baffle et l'algorithme
- ❖ Doivent être dimensionnés pour être tolérant au Soleil, la Lune, le Terre dans le champ de vue
- ❖ Très performants (très utilisés), mais généralement complexes à mettre en œuvre.



# Exemples de capteurs

## ❖ Magnétomètre

- ❖ Le magnétomètre mesure la direction du champ magnétique par rapport au satellite
- ❖ Le champ mesuré est comparé à un modèle stocké à bord (nécessite donc la connaissance de la position du satellite)
- ❖ La précision est au mieux de  $\sim 0,5^\circ$
- ❖ Imprécision des capteurs
- ❖ Sources internes de champ magnétique
- ❖ Précision du modèle embarqué + fluctuations du champ magnétique terrestre.
- ❖ Souvent utilisé en conjonction des magnéto-coupleurs



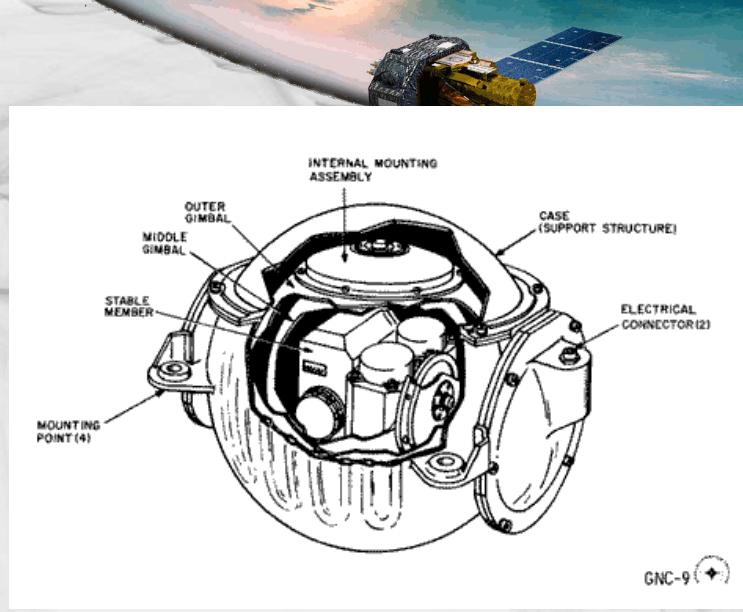
Features	Range	Values	Units
Full scale	-2 to +2		Gauss
Resolution	-2 to +2	<70 micro	Gauss
Accuracy	$\pm 1$ at $25^\circ\text{C}$	0.5%	Gauss
Accuracy	$\pm 2$ at $25^\circ\text{C}$	2%	Gauss
Accuracy	RSS	0.1%	Gauss
Sampling	10–154 Hz	Selectable	
Output	3-axis	BCD ASCII or binary	
Interface	Serial 9600–19200	RS-232 or RS-485	Bauds
Power supply	+6 to +15		Volts



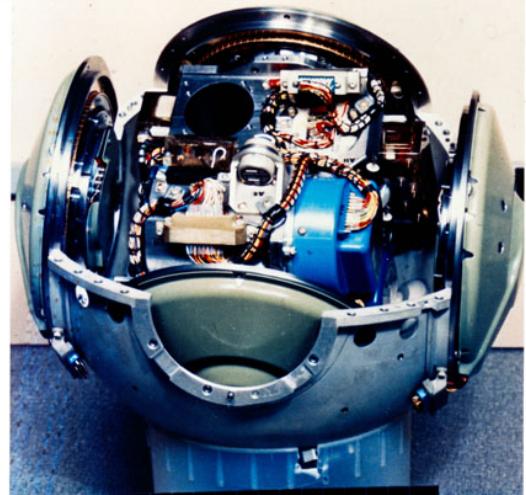
# Exemples de capteurs

- ❖ Senseurs inertIELS

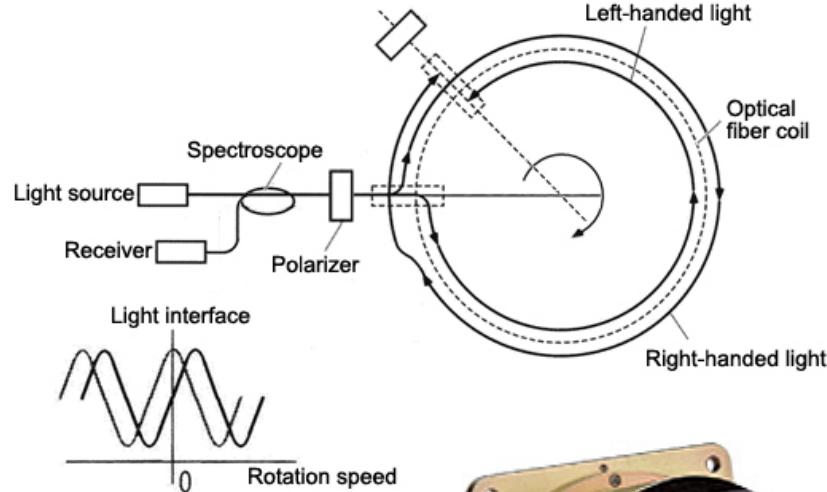
- ❖ Gyroscopes mécanique : mesure directement un angle par rapport à une direction fixe
  - ❖ Complexes, délicats à mettre en œuvre
- ❖ On utilise maintenant des gyromètres
  - ❖ Mesurent une vitesse angulaire
  - ❖ Gyro laser, gyro à fibres
  - ❖ Grâce aux progrès des MEMS (Microelectromechanical systems), des systèmes très compacts et très robustes existent aujourd’hui
    - ❖ Mêmes technos que pour les téléphones portables, les manettes de jeu, etc.
- ❖ Les gyros ont toujours un biais qui les fait dériver lentement
  - ❖ Les meilleurs ont une dérive  $\sim 10^{-3} \text{ }^\circ/\text{h}$
  - ❖ Il faut les re-calibrer régulièrement sur une référence externe



NASA-S-65-3973 APOLLO  
INNER, MIDDLE & OUTER GIMBAL ASSEMBLIES  
IMU-5 FOR APOLLO G&N EQUIPMENT



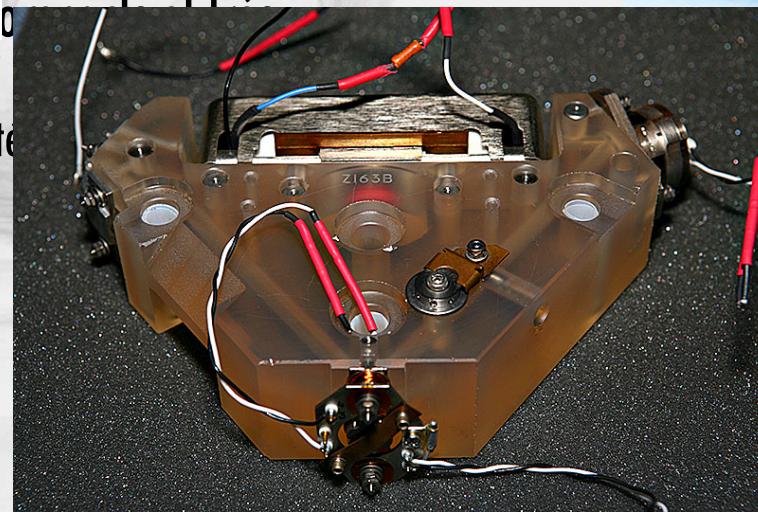
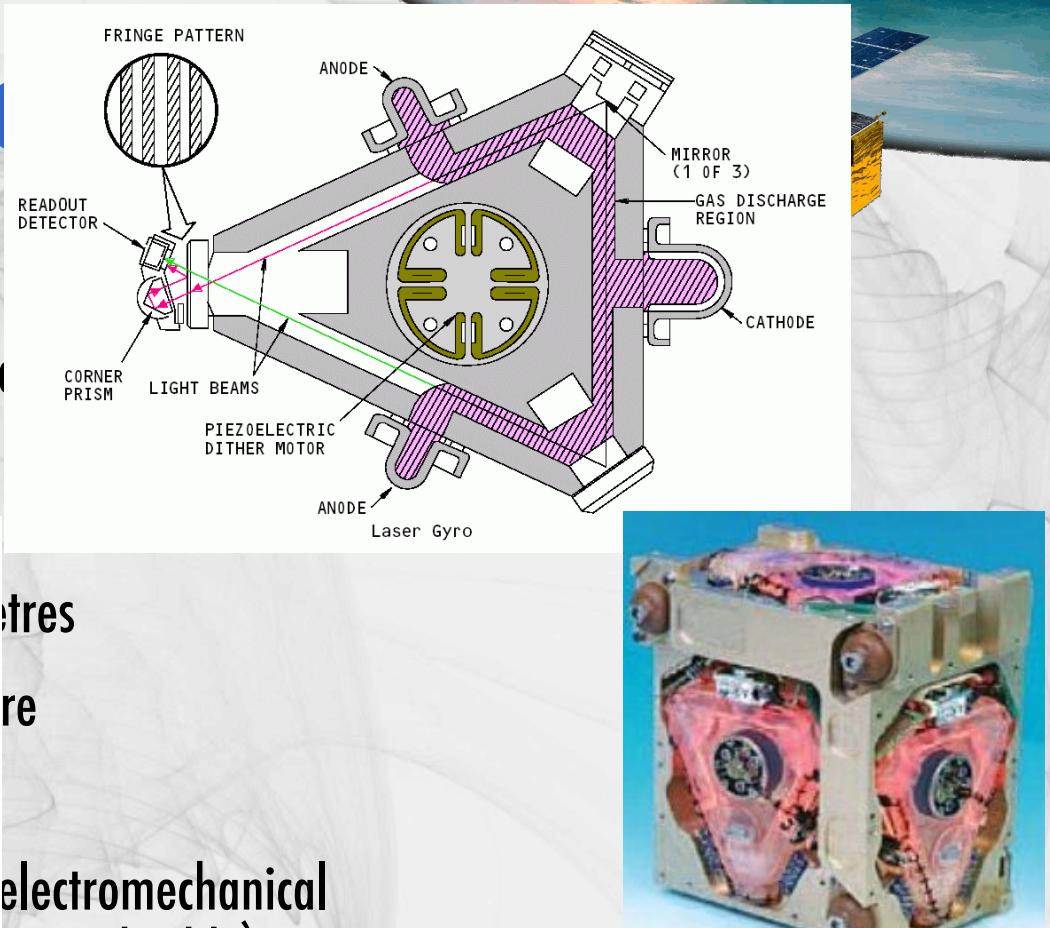
# Exemples de gyro



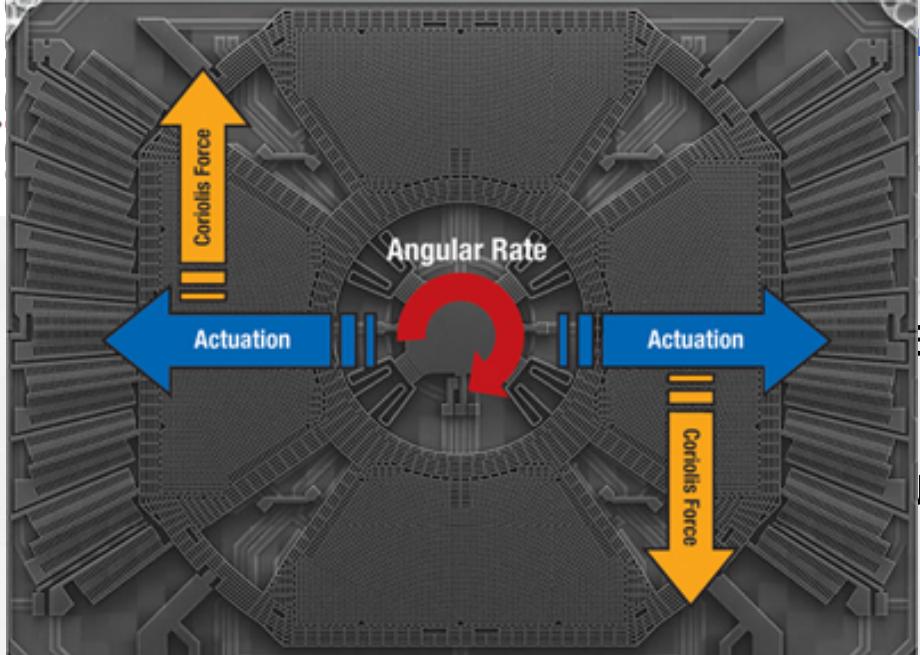
- ❖ Mesur
- ❖ Gyro
- ❖ Les p



d'aujourd'hui  
pour les te  
etc.



iaux



❖ Mesurent une vitesse angulaire

